应　用　力　学　学　报
Chinese Journal of Applied Mechanics

文章编号:1000-4939(2023)06-1277-06

飞控系统与直升机振动耦合分析及验证

王文涛,查建平,孟文杰

(中国直升机设计研究所,333001 景德镇)

摘　要:飞控系统与直升机之间产生耦合,会诱发或加剧直升机振动。国内对飞控系统与直升机耦合产生的振动问题认识较少,缺乏系统的介绍,出现相关问题时往往需要从各个方向逐步排查,花费大量的人力和时间,影响研制进度。本研究从直升机振动的角度出发,阐述了飞控系统与直升机之间耦合的两种模型,以此对耦合产生的振动问题进行分类,并对两大类问题的典型频率特征进行分析,对耦合问题的机理及关键影响因素进行归纳总结。针对飞控系统与直升机相互耦合后产生的振动问题,提出了一般的解决措施。以某型号直升机实际问题为例,说明飞控系统与直升机相互耦合后产生的振动问题的严重性,进一步分析飞控系统与直升机相互耦合的关键途径及影响的频率范围,同时证明了所提出的一般解决措施的有效性,可以为飞控系统与直升机相互耦合产生的振动问题快速处理提供借鉴。

关键词:直升机;振动;飞控系统;耦合振荡

中图分类号:V21　　**文献标志码:**A　　**DOI:**10.11776/j.issn.1000-4939.2023.06.007

Analysis and verification of the coupling between FCS and helicopter vibration

WANG Wentao, ZHA Jianping, MENG Wenjie

(China Helicopter Research and Development Institute, 333001 Jingdezhen, China)

Abstract: The coupling between flight control system (FCS) and helicopters can induce or aggravate the vibrations of the helicopter. For the lack of systemic understanding of the problems at home, much more human resource and time have been wasted to do some troubleshooting from the beginning when the vibration problems caused by coupling between FCS and helicopter appear, thus delaying the model development progress. In this paper, two coupling models between FCS and helicopters are presented from the perspective of helicopter vibrations, according to which two categories are formed and the frequency characteristics are analyzed. The mechanisms as well as the critical factors in the interconnection are summarized. Aiming at two coupling paths, general resolutions are addressed to avoid the vibration problems caused by coupling between FCS and helicopters. Further analyses are made of the critical pathway and the associated frequency range, based on a practical problem of a certain helicopter model, which indicates the severity of the problem caused by coupling between FCS and the helicopters. The

收稿日期:2022-04-23　　**修回日期:**2022-11-04
通信作者:王文涛。E-mail: wwtao_2005@163.com
引用格式:王文涛,查建平,孟文杰. 飞控系统与直升机振动耦合分析及验证[J]. 应用力学学报,2023,40(6):1277-1282.
WANG Wentao, ZHA Jianping, MENG Wenjie. Analysis and verification of the coupling between FCS and helicopter vibration[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(6):1277-1282.

results prove the effectiveness of the resolutions presented, and can serve as the reference for dealing with the analogous vibration problems caused by coupling between FCS and helicopters.

Key words: helicopter; vibration; flight control system; coupling oscillation

驾驶员诱发振荡(pilot-induced-oscillation, PIO)[1-4]是固定翼飞机常见的驾驶员与飞机之间耦合(aircraft pilot coupling, APC)的现象,是指驾驶员通过控制飞机而引起的持久的或不可控制的振荡。其中,飞行员被动参与飞机结构模态低频振荡,通过飞控系统的相互作用以某种特定方式引发飞机结构模态诱发振荡,导致振动持续或加剧,即形成驾驶员增强或者辅助振荡现象(pilot assisted oscillation, PAO)[5-6]。PIO/PAO 是一种典型的驾驶员-飞机耦合振荡现象,飞控系统是人-机耦合的关键系统。

相对固定翼飞机,直升机有着更加复杂的气动特性,决定了直升机有着操纵困难、稳定性差等缺点。为了改善直升机稳定性的不足,引入直升机飞行控制系统,减少驾驶员的工作负荷,并获得更好的飞行品质[7-8]。对直升机而言,控制系统通过主/尾桨升力及方向改变实现直升机姿态控制,而主/尾桨是直升机振动的最主要的激励源,飞行控制系统与直升机耦合后,更易对直升机振动产生显著的影响。另一方面,随着电传飞控的引入,飞控系统对直升机具有更高的控制权限[9],同时传感器替代传统的操纵杆系后,对微小的信号具有更高的敏感度,保证飞行安全的同时,又形成引起更严重的直升机振动问题的潜在条件[10]。

国外在 UH-60A"黑鹰"直升机[11]、SH-60B"海鹰"直升机、CH-53E 直升机[12]、XV-15 倾转旋翼技术机[13]、V-22B"鱼鹰"倾转旋翼机[14-15]等型号上多次出现 PAO/PIO 现象[16-17]。国内直-15 直升机、某新研直升机等多次出现驾驶员与直升机的耦合现象,引起直升机振动问题。

由于缺乏对飞控系统与直升机相互耦合产生振动问题的认识,对其耦合机理及耦合方式缺乏系统地归纳总结与深入剖析,在出现该类问题时,需要花费更多的人力、时间及成本去逐步排查问题,最终才能聚焦到问题的根本,严重影响研制进度。本研究从直升机振动的角度出发,阐述了飞控系统与直升机振动之间相互耦合的模型,对耦合的关键因素进行归纳总结,对耦合机理进行深入剖析,形成两大类振动问题,并提出了各类问题相应的解决措施。以某型机实际问题为例,进一步阐述飞控系统与直升机振动相互耦合的关键途径、影响的频率范围以及相互耦合产生振动问题的严重性。采取措施后振动问题得到有效解决,证明了本研究对同类问题归纳的合理性和解决措施的有效性。

1 耦合模型

直升机驾驶员操纵驾驶杆、总距杆及脚蹬实现直升机飞行状态及姿态的控制。操纵总距杆产生主桨舵机(一般有 3 个)同步位移,通过自动倾斜器产生桨叶同步变距,实现直升机升力变化;操纵驾驶杆产生主桨舵机非同步位移,通过自动倾斜器的倾斜,实现桨叶总距的周期变化,产生升力方向的变化,从而实现直升机俯仰和横滚姿态变化;操纵脚蹬,产生尾桨距变化,实现直升机偏航姿态变化。

另一方面,为降低驾驶员的工作负荷,飞控系统通过直升机姿态的变化或变化率反馈,产生控制指令给主桨舵机,实现直升机姿态的增稳控制,以获得更高的直升机稳定性和更好的飞行品质。

从直升机振动的角度,飞控系统与直升机之间的耦合,主要有两方面的途径:一是操纵途径,二是增稳控制途径。由此产生两大类飞控系统与直升机动力学耦合的现象,耦合构架如图 1 所示。

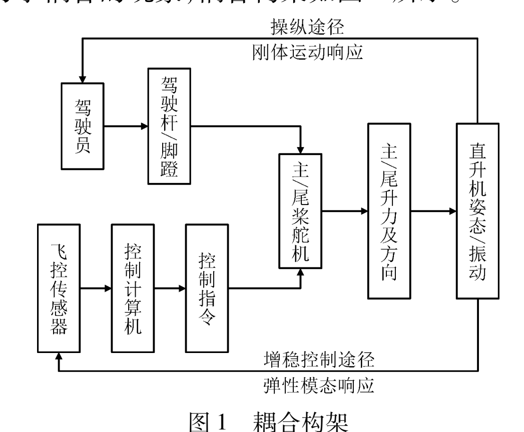


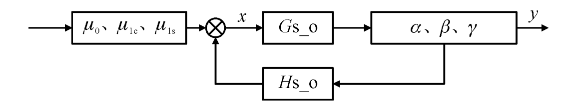
图 1 耦合构架

Fig. 1 Framework of coupling

1.1 操纵途径

驾驶员通过杆/舵产生操纵位移,输出到主/尾桨舵机,产生主/尾桨升力及方向的变化,实现直升机姿态控制。当直升机姿态变化时,驾驶员跟随直

升机运动,通过驾驶员手臂等被动的牵连运动,对驾驶杆、总距杆或脚蹬形成操纵输入 $\Delta\mu_0$、$\Delta\mu_{1c}$、$\Delta\mu_{1s}$,传递给主/尾桨舵机,进一步改变直升机姿态,由此形成闭合的链路,导致直升机出现持续振动。操纵途径耦合的数学模型见图 2。

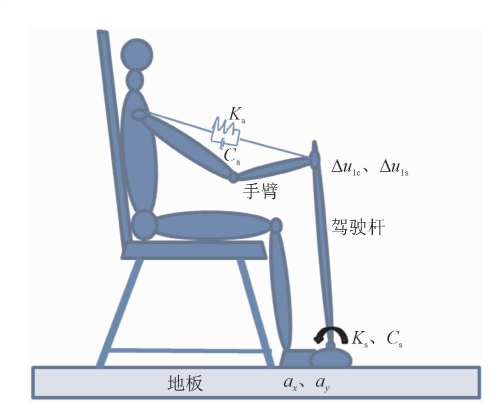


注:μ_0、μ_{1c}、μ_{1s} 分别为驾驶员总距、横向周期变距和纵向周期变距输入;α、β、γ 分别为直升机俯仰、横滚和偏航姿态;Gs_o 为由驾驶员操纵到直升机姿态响应的传递函数;Hs_o 为由直升机姿态到驾驶员操纵的传递函数。

图 2　操纵途径耦合模型

Fig. 2　Coupling model of operation

该类现象即为 PAO 现象,振动的起源一般为直升机在地面或空中的刚体运动响应,人体生物力学特性与刚体运动响应相耦合,耦合机理如图 3 所示。人的手臂或腿的主要固有频率相对较低,决定了操纵途径产生的飞控系统与直升机耦合现象的主要频率一般在 1 ~ 3 Hz 之间[18]。



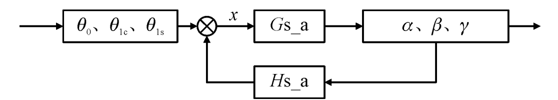
注:K_s、C_s 分别为驾驶杆的安装刚度和阻尼;K_a、C_a 分别为手臂的安装刚度阻尼;a_x、a_y 为由直升机刚体运动产生的地板运动,Δu_{1c}、Δu_{1s} 为人体和驾驶杆之间相对运动产生的操纵位移。

图 3　操纵途径耦合机理

Fig. 3　Mechanism of operation coupling

1.2　增稳控制途径

飞控系统增稳控制环节,一般通过角速率等传感器,经控制计算机产生控制指令,形成主/尾桨舵机输出,实现直升机姿态补偿控制。正常情况机体在宽带随机激励下存在低量值、可衰减的振动响应。增稳控制下,低量值的振动响应通过角速率反馈耦合到飞控系统中,控制指令产生主/尾桨舵机输出 $\Delta\theta_0$、$\Delta\theta_{1c}$、$\Delta\theta_{1s}$,作用到主/尾桨,形成周期激励作用到机体上,由此形成闭合的控制链路,导致低量值的振动响应逐步增大或持续。特殊情况下,当杆力开关、杆系等出现安装异常时,相应部件起到传感器的作用加入到控制回路中,同样会形成闭合的链路。增稳控制途径耦合的数学模型见图 4。



注:θ_0、θ_{1c}、θ_{1s} 为增稳控制产生的总距、横向周期变距和纵向周期变距指令;α、β、γ 分别为直升机俯仰、横滚和偏航姿态;Gs_a 为由增稳控制到直升机姿态响应的传递函数;Hs_a 为由直升机姿态到增稳控制的传递函数。

图 4　增稳控制途径耦合模型

Fig. 4　Coupling model of augmentation control

角速率反馈是控制增稳途径耦合的关键环节,这类现象的振动起源一般是机体或部件的弹性模态响应,姿态反馈控制与机体弹性模态响应相耦合,导致了振动量值增大和持续,耦合机理如图 5 所示。机体或部件的弹性模态及舵机的响应特性决定了该类问题的频率一般在 3 ~ 8 Hz 之间,特殊情况下可扩展到 10 Hz 以上。

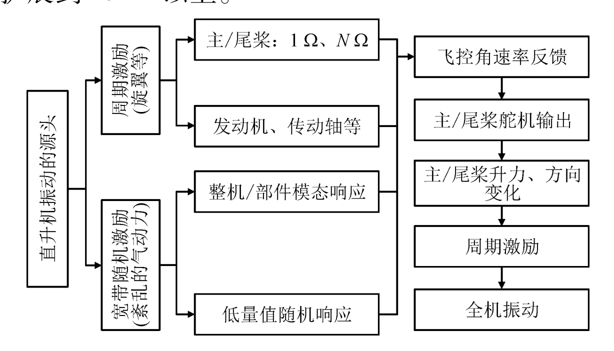


图 5　增稳控制途径耦合机理

Fig. 5　Mechanism of augmentation control coupling

2　耦合因素

飞控系统与直升机相互耦合一般包括 3 个关键因素:驾驶员控制、直升机系统及外界触发条件。

2.1　驾驶员控制

驾驶员是参与飞控系统与直升机动力学耦合的关键因素。驾驶员的行为取决于环境,大多数 PAO 现象与驾驶员行为的变化有关,与高负荷任务有关,这些行为变化类型如何在驾驶员的响应中表现出来,将决定飞行员与直升机的耦合程度。驾驶员的响应通过操纵杆上的手臂产生的生物力学响应传递到直升机上,响应频率是发生耦合现象的关键要素。如在机动状态飞行时,驾驶员精神高度集中或任务

需求,需要紧握驾驶杆,这就形成了飞控系统与直升机耦合产生振动问题的条件。

2.2 直升机系统

从飞行动力学的角度,高的飞行品质等级需求是飞控系统与直升机耦合产生振动现象的主要贡献因素。飞控系统提供了减少驾驶员工作负荷的辅助功能,并提高了直升机飞行品质,尤其现代的电传飞控系统,具备更高的控制权限。飞控系统的介入,减弱了飞行员对直升机飞行状态的感知力,从一定程度上加剧了飞控系统与直升机之间的动力学耦合现象。对于传统的机械杆系操纵系统,由于杆系之间存在间隙,很难将小量级的周期操纵输入传递给主/尾桨舵机,难以形成闭合链路。而现在的电传飞控系统以位移传感器替代了大部分机械杆系,可将小量级的初始信号引入控制系统中,更易形成闭合链路。

2.3 外界触发条件

外界触发条件指引起或者促进飞控系统与直升机耦合现象的因素,有 3 种不同类型的触发条件:环境、直升机、驾驶员。环境触发条件的本质是空气动力学,可以造成空气动力学紊乱或改变驾驶员飞行方式的情况;直升机触发条件包括系统增益变化或者模式转变,通过飞控系统与直升机的变化相关联,影响驾驶员感知直升机的飞行方式,从而影响驾驶员的动作;驾驶员触发条件,通常由于与任务相关或者情境相关的压力导致飞行员工作量急剧增加,这种压力放大了驾驶员的增益和飞控系统的输入,当驾驶员的手对外部的刺激、振动或者直升机刚体运动做出反应时,驾驶员的手在控制装置也可能产生一个触发条件,这些都会形成不稳定的条件,导致飞控系统与直升机耦合产生振动现象。

3 解决措施建议

为确保直升机飞行安全,尽量避免发生飞控系统与直升机之间的相互耦合,从而避免严重的振动问题,建议在直升机型号的研制初期,采取必要的设计措施。

对于操纵途径产生的耦合现象,主要措施包括以下内容。

1)提高驾驶员对飞控系统与直升机耦合产生振动现象的认识,缓解驾驶员对耦合现象的反应,这是最有效的措施。

2)当出现耦合振动现象时,驾驶员可将手从驾驶杆上移开,或者放松对驾驶杆的控制,如虚握杆,从而切断闭合链路。

3)适当考虑在驾驶杆、总距杆及脚蹬等位置增加阻尼、摩擦等的装置,降低杆/舵对基础振动或姿态的响应。

对于增稳控制途径产生的耦合现象,有效的措施包括以下内容。

1)在角速率反馈环节,针对特定的频率预设凹陷滤波器,特定的频率主要包括旋翼 1Ω、$N\Omega$ 等激励频率、机体/部件的低阶固有频率。

2)根据舵机响应特征,在控制指令环节增加低通滤波器,以避免控制指令中的相对高频成分引起的舵机输出与指令之间出现反向的情况。

3)加强对飞控传感器安装特性的控制,避免传感器安装的固有频率与旋翼等激励频率靠近,避免低量值的振动信号因传感器安装特性而产生信号的放大。

4 实例验证

某新研直升机采用电传飞控系统,控制模式主要包括直接链模式和增稳模式。其中直接链模式模拟了传统的机械杆系控制模式,控制响应完全由驾驶员输入决定;增稳模式中,存在角速率反馈控制环节,控制权限约 10% 。

在直升机地面运转过程中,由于飞控系统与直升机产生耦合,使直升机出现了大幅度的振动,频率为 13 Hz,驾驶员处幅值达到 0.7g,严重影响直升机的安全。驾驶员处的振动、飞控系统输入及输出的时域曲线分别见图 6、图 7、图 8。由图可见,飞控系统的输入及输出中均耦合了 13 Hz 的频率成分,输出幅值约为 1.2°,时域变化规律与机上振动的规律基本一致。

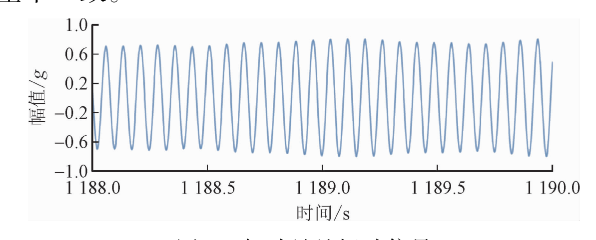


图 6 驾驶员处振动信号

Fig. 6 Vibration signal of pilot

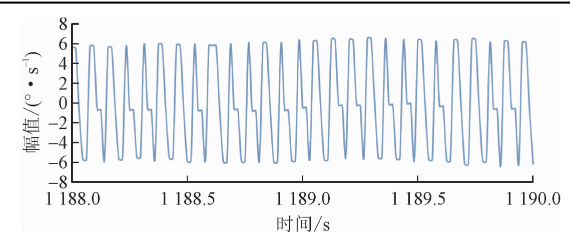


图 7　飞控系统输入信号(俯仰角速率)

Fig. 7　Input signal of FCS (pitch rate)

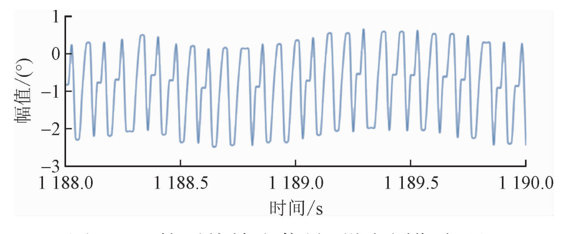


图 8　飞控系统输出信号(纵向周期变距)

Fig. 8　Output signal of FCS (longitudinal cyclic pitch)

进一步的排查结果显示，直接链模式下(无飞控增稳控制)，直升机不存在异常的振动现象，飞控输入/输出信号均无相应频率的成分。

根据第 1 节耦合模型及途径分析，该问题属于通过增稳途径产生的飞控系统与直升机之间耦合振动问题。根据本研究第 2 节所述的关键因素分类，角速率反馈是飞控系统与直升机相互耦合的关键环节。

直升机在气动力作用下存在低量值的振动响应。增稳控制模式下，低量值的振动响应通过角速率反馈耦合到飞控系统中，进一步反映到飞控系统的指令及舵机输出中，主桨舵机作用到主旋翼，对机体形成周期激励，使小量值振动加大，形成飞控系统与直升机相互耦合的闭合链路。

根据第 3 节所述的解决措施建议，采取在角速率信号中增加(13 ±0.5) Hz 的凹陷滤波器的措施，以切断飞控系统与直升机相互耦合导致振动增大的途径。经试验室模拟及机上验证，飞控输入、输出及振动响应曲线见图 9、图 10 和图 11。结果表明：增加凹陷滤波器后，飞控系统输出信号中不再包含明显的 13 Hz 频率成分，驾驶员处振动在 0.01g 以下，避免了飞控系统与直升机之间的耦合现象。

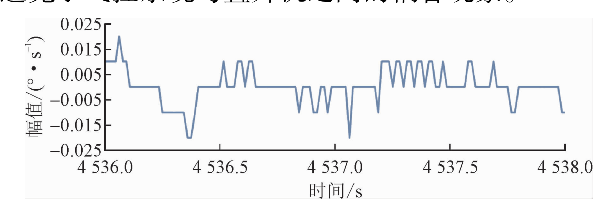


图 9　滤波后的飞控系统输入信号(俯仰角速率)

Fig. 9　Input signal of FCS after filtering (pitch rate)

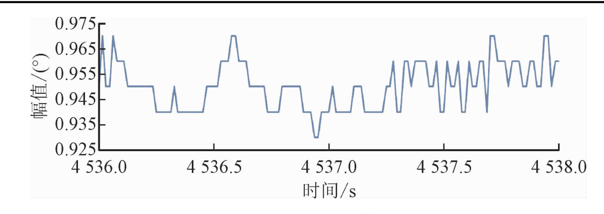


图 10　滤波后的飞控系统输出信号(纵向周期变距)

Fig. 10　Output signal of FCS after filtering (longitudinal cyclic pitch)

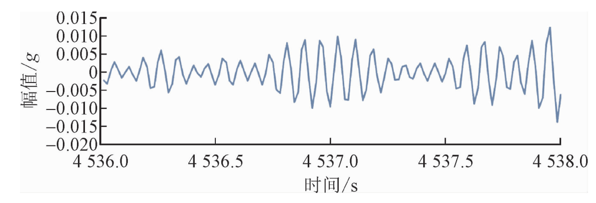


图 11　滤波后的驾驶员处振动信号

Fig. 11　Vibration signal of pilot after filtering

5　结　论

1)飞行控制系统与直升机相互耦合，对直升机振动有显著的影响，通过分析和归纳总结，根据耦合途径形成两类耦合振动问题，对耦合因素及耦合机理进行深入分析。

2)针对两种耦合途径产生的两类问题，分别提出了避免飞控系统与直升机之间耦合产生振动问题的建议措施。

3)通过工程实例，进一步说明了飞控系统与直升机耦合会引起严重的振动问题，按照本研究建议的解决措施，可有效避免飞控系统与直升机之间的相互耦合，证明了本研究对同类问题归纳的合理性和解决措施的有效性。

参考文献：

[1]　魏巍，孙秀霞，吕茂隆，等. 超低空空投非线性 PIO 预测方法[J]. 空军工程大学学报(自然科学版)，2018，19(6)：27-32.
WEI Wei，SUN Xiuxia，LÜ Maolong，et al. An evaluation method for PIO trend in the process of ultra-low-altitude airdrop[J]. Journal of Air Force Engineering University(natural science edition)，2018，19(6)：27-32(in Chinese).

[2]　许舒婷，谭文倩，孙立国，等. 主动侧杆引导下的Ⅱ型驾驶员诱发振荡抑制[J]. 航空学报，2018，39(8)：1-12.
XU Shuting，TAN Wenqian，SUN Liguo，et al. Using active side-stick to prevent category Ⅱ pilot-induced oscillations[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica，2018，39(8)：1-12(in Chinese).

[3]　刘瑜. 电传飞机横向Ⅱ类 PIO 趋势预测技术应用研究[J]. 飞行力学，2020，38(4)：71-75.
LIU Yu. Study of the application of fly-by-wire aircraft lateral type

Ⅱ PIO tendency predicting technology[J]. Flight dynamics,2020,38(4):71-75(in Chinese).

[4] 杨挺健.驾驶员诱发振荡飞行培训和评定方法研究[J].飞行力学,2016,34(3):76-80.
YANG Tingjian. Research on the method of PIO flight training and assessment[J]. Flight dynamics, 2016, 34(3): 76-80(in Chinese).

[5] NORTON W J. Aeroelastic pilot-induced oscillations[J]. Society of flight test engineers,1992,23(1):213-225.

[6] KLYDE D H,MCRUER D T,MYERS T T. Pilot-induced oscillation analysis and prediction with actuator rate limiting[J]. Journal of guidance,control,and dynamics,1997,20(1):81-89.

[7] 李凯翔,张飞.基于人体主观振动舒适性的飞机结构减振设计研究[J].应用力学学报,2021,38(2):839-843.
LI Kaixiang, ZHANG Fei. Structural vibration attenuation design based on human subjective assessment[J]. Chinese journal of applied mechanics,2021,38(2):839-843(in Chinese).

[8] 代承霖,李凯翔,牟让科.飞机客舱人体振动舒适性评估方法研究[J].应用力学学报,2021,38(3):1226-1231.
DAI Chenglin, LI Kaixiang, MU Rangke. Research on evaluation method of human body vibration comfort in aircraft cabin[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2021, 38(3): 1226-1231(in Chinese).

[9] ANDERSON M R. Pilot-induced oscillations involving multiple nonlinearities[J]. Journal of guidance, control, and dynamics, 1998,21(5):786-791.

[10] 胡海岩,孙久厚,陈怀海.机械振动与冲击[M].北京:航空工业出版社,1998.

[11] GLUSMAN S I,LANDIS K H,DABUNDO C. Handling qualities evaluation of the ADOCS primary flight control system.[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 42nd Annual Forum. Phoenix:American Helicopter Society,1986:727-737.

[12] KAPLITA T T, DRISCOLL J T, DIFTLER M A, et al. Helicopter simulation development by correlation with frequency sweep flight test data[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 45th Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society, 1989: 681-692.

[13] BILGER J M,MARR R L,ZAHEDI A. Results of structural dynamic testing of the XV - 15 tilt rotor research aircraft[J]. Journal of the American Helicopter Society,1982,27(2):58-65.

[14] LUNN K,DUNFORD P J,SULLIVAN P. V-22 tiltrotor development & flight characteristics[J]. Society of flight test engineers,1992,23(1):177-189.

[15] PARHAM T Jr, POPELKA D, MILLER D G, et al. V22 pilot-in-the-loop aeroelastic stability analysis[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 47th Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society,1991:1307.

[16] WALDEN R B. A retrospective survey of pilot-structural coupling instabilities in naval rotorcraft[C]//Proceedings of the American Helicopter Society 63rd Annual Forum. Phoenix: American Helicopter Society,2007:897-914.

[17] BIELAWA R L. Rotary wing structural dynamics and aeroelasticity [M]. Washington,DC,USA:American Institute of Aeronautics and Astronautics,1992.

[18] MCRUER D T. Pilot-induced oscillations and human dynamic behavior[EB/OL].(1995-07-01)[2021-12-22]. https://ntrs.nasa.gov/citations/19960020960.

（编辑 张璐）